

平成 30 年 5 月 18 日現在

機関番号：12601

研究種目：基盤研究(B) (一般)

研究期間：2013～2017

課題番号：25289303

研究課題名(和文) スマートセンサーを活用した翼型失速回避制御システムの高度化

研究課題名(英文) Development of Advanced Airfoil Stall Suppression System Utilizing Smart Sensor

研究代表者

李家 賢一 (Rinoie, Kenichi)

東京大学・大学院工学系研究科(工学部)・教授

研究者番号：20175037

交付決定額(研究期間全体)：(直接経費) 12,200,000円

研究成果の概要(和文)：失速の原因とされる翼型上に生じる層流剥離泡の制御を行うことで、効果の高い失速抑制を可能とする剥離泡崩壊制御板を用いた制御装置を開発してきた成果をさらに推進し、航空機の姿勢(迎角)が増減する場合でも自律的に翼の失速抑制制御が可能になる制御システムを開発し、その効果を確認した。また、飛行速度がこれまでよりも高い状態でも失速抑制出来る場合があることを示すと共に、そのような異なる条件下で失速抑制を可能にする剥離泡崩壊制御板の各種パラメータを設定する方法を考案した。

研究成果の概要(英文)：This group has been developing the airfoil stall suppression system by utilizing the bubble burst control plate, which enables to increase the airfoil stall angle of attack by controlling the laminar separation bubble which is known to be the cause of the airfoil stall. In this research, an autonomous actuator system which automatically adjusts the height of the plate following to the increment or decrement of the angle of attack was created and its effectiveness was confirmed. Furthermore, the effectiveness of the bubble burst control plate at higher Reynolds number was investigated and the criteria which can determine the optimum height and location of the plate were created.

研究分野：航空宇宙工学

キーワード：航空宇宙工学 流体工学 剥離流 流体制御

1. 研究開始当初の背景

翼型周りの流れが層流剥離した後、剥離剪断層内で乱流遷移が起こり、再び物体表面に付着する現象がある。この層流剥離と再付着の間の剥離域は、層流剥離泡と呼ばれる。翼型上に層流剥離泡が存在すると、迎角の増大時に層流剥離泡が突如再付着しなくなり層流剥離泡が崩壊する現象が起きる。このとき翼の揚力は急激に減少し、前縁失速を生じる。以上のように翼型上に生じる層流剥離泡は、翼型失速特性に大きな影響を及ぼすため、航空工学上重要な問題であり、多くの研究がなされてきた。層流剥離泡の崩壊を制御して翼の失速を遅らせ、失速の発生を抑制することができれば、航空機の重大事故を防止することにつながり、航空安全の向上につながる。

研究代表者らが行ってきた研究結果より、層流剥離泡の崩壊時には、突発的に放出される渦構造があることが明らかにされている。そこで突発的に放出される渦構造の生成を制御することで層流剥離泡の崩壊を抑えることを目指してきた。そのために、スパン方向に均一な薄板(剥離泡崩壊制御板と呼ぶ)を設置し、その後端高さを最適高さに設定することによって層流剥離泡の崩壊を抑制し翼型失速をより高い迎角まで生じさせないことに成功した。ただし、この剥離泡崩壊制御板は、簡易な形態であり最大の効果を挙げる最適形状には未だ至っていないと考えられた。

そこで続いて、より効果の高い失速制御を可能とする機構を開発することを目的として研究を行った。その結果、翼の揚力発生状況を検知しスマートストラクチャとして働く微小アクチュエータを用いて自律的に制御板高さを変化させることのできる翼型失速制御装置を小型低速風洞を用いて開発することに成功した。

以上の研究を通じて、当初の目的であった失速抑制技術のある程度までは実現することができたものの、次の2点が未解決のままであった。すなわち、i) 翼型の迎角を固定した状態で失速抑制を可能にしたが、実際の航空機の飛行では、翼の迎角が変化する。そこで、翼の迎角が増減する場合においても失速抑制制御が的確に行われねばならない、ii) 現在は低レイノルズ数での確認にとどまっているが、より大型の翼あるいは、速度が高い場合においても本装置の有用性を確認する必要がある。

そこで本研究では、これら未解決であった問題点、不明確な点を克服し、より実用的なスマートセンサー自律型失速回避制御手法を確立することを目標とした。

2. 研究の目的

失速の原因とされる翼型上に生じる層流剥離泡の制御を行うことで、効果の高い失速抑制を可能とする制御装置を開発してきた成果をさらに推進し、航空機の姿勢が突風等

の影響により非定常的に変化する場合、すなわち航空機の姿勢(迎角)が増減する場合でも自律的に翼の失速抑制制御が可能になる制御装置を開発すること、また飛行速度域がこれまでよりも高い、あるいは大型な翼のように、より実際の飛行に近い状態でも失速抑制が可能になる失速抑制方法を確立することを目的とする。

3. 研究の方法

(1) 最初の目的の迎角が増減しても自律的に翼の失速抑制制御が可能になる制御装置の開発に関しては、まず翼型の迎角が変化することを模擬するために、翼型計測用風洞(既存)の模型取付部分を改修し、模型迎角を動的に変更する駆動装置の製作を行う。

(2) 剥離泡崩壊制御板の板高さ変更動作制御が、迎角の増減に伴う失速予兆を認識できるように、既存の制御プログラムの改修を行う。失速に近づいていることを正確に予測するためには、翼面上の圧力変化を計測する必要があるため、迎角の増大と減少時ともに圧力の変化から失速予兆を認識できる制御プログラムを構築する。

(3) 構築された動的模型迎角変化装置を組み込んだ剥離泡崩壊制御板付き翼型模型システム(剥離泡崩壊制御板、崩壊制御板駆動装置ならびに翼前縁に設置した失速予兆検知用圧力計測装置にて構成)による計測を行う。実験内容は、表面圧力測定、三分力測定と流れの可視化である。

(4) 第二の目的である、より速度域が高い場合においても本研究で用いている「剥離泡崩壊制御板」が的確に機能するかどうかの検証を行うために大型の風洞実験装置を用いた計測を行う。そのために、高いレイノルズ数域(速度域が高い状態)を実現できる大型の低速風洞として、宇宙航空研究開発機構が所有する2m x 2m 低速風洞を借用した。翼型模型をこの大型風洞に設置し、「剥離泡崩壊制御板」が最大の効果を発揮する条件、すなわち取付位置とその高さ、幅を調べる実験を行う。その際、模型に取り付けられた表面圧力孔を用いた表面圧力測定ならびに天秤装置を用いた空気力測定を風洞備え付けの装置を使って実施する。

(5) 二次元Navier-Stokesコードを三次元に拡張する作業を行い、翼まわりの流れ場解析を行う。また本実験に関連して、三次元ステレオPIV装置と時系列PIV装置を用いて、低いレイノルズ数にとどまるものの、三次元的にあるいは時系列的に変化する翼上剥離流れ場の計測も行う。

4. 研究成果

(1) まず、翼の姿勢、すなわち迎角が増大し

たり、減少したりする場合でも剥離泡崩壊制御板が失速抑制効果を発揮できるように制御するシステムを完成させ、その効果を風洞実験で検証することができた。より実際の飛行に近い、すなわちよりレイノルズ数が高い状態でも剥離泡崩壊制御板を用いた失速抑制装置の効果があることの確認については、本装置の効果がみられるレイノルズ数に上限はあったものの、これまでの小型風洞での計測では得られなかったある程度高いレイノルズ数での効果の確認ができるとともに、流れ場の条件が変化しても失速抑制が可能となる制御板位置と高さといった剥離泡崩壊制御板のパラメータを設定する方法を考案した。本研究で得られたこれらの主な研究成果については次項以降で述べる。

この他に、Navier-Stokes コードを用いて、剥離泡崩壊制御板付きの翼型まわりの流れ場の解析を行い、その結果を実験と比較した。また、「剥離泡崩壊制御板」の効果を将来的に更に高めることを睨み、翼スパン方向に三次元的に変化する剥離流れ場を計測して流れ場の特性を知ること、および時間とともに変化する剥離流れ場を時系列的を計測して、その流れ場の違いを知る実験も行った。そのために、前縁セレーションと呼ばれる剥離制御板の効果を調べる風洞試験も行うとともに、固有直交分解 (POD) 手法を活用した剥離流れ構造の非定常現象の検討も行い、とりまとめた。

(2) まず、翼型迎角が連続的に増加したり減少したりする場合でも翼型失速抑制が可能となるシステムを構築することを目的とした研究について述べる。実験は吸い込み型 2次元風洞(測定部幅 200 mm、高さ 600 mm)を用い、一様流速は 10m/s とした。翼型模型は NACA0012 翼型模型であり、翼弦長を基準としたレイノルズ数は 1.3×10^5 である。剥離泡崩壊制御板は翼型前縁部分に設けられており、翼型模型内に収められたサーボモーターにより制御板の高さを動かすことができる。剥離泡崩壊の予知情報を得るために、前縁に設けた静圧孔からの圧力の変動を用いた。この装置系を用いて、迎角が増減しているときに制御板を上下させる自律制御実験を行った。計測は表面圧力分布測定、力測定、前縁圧力時間変動測定、煙による流れの可視化である。図 1 に剥離泡崩壊制御板を用いた失速抑制制御システムのブロック図を示す。

迎角が増大していくときに、制御板高さを上げながら失速を抑制するために、前縁圧力係数の分散を監視することで失速の前兆を掴み、迎角の増大に合わせてその都度制御板を上げることで失速を起こさないようにする制御プログラムを構築した。続いて、迎角が減少していくときに、制御板高さを適切な高さまで下げることができる制御機能を追加するために、分散と前縁圧力係数の平均値をリアルタイムで監視するように上記制御

プログラムを改良し、迎角の増大と減少ともに追従して制御板を上下させるプログラムの構築が完了した。

その上で、この制御プログラムの動作確認を行った。図 2 に準静的に迎角を増減させながら制御を行った場合ならびに制御板を翼内に収納した場合における揚力係数と抵抗係数の差異を示す。今回のシステムを用いることで、高い迎角まで失速は抑制され、かつ抵抗も小さい値を保っていることがわかる。また迎角の増大時と減少時ともに制御板の上げ下げが適切になされている。すなわち、制御板を固定した場合にくらべて、今回の制御機構を用いることの有効性が認められた。

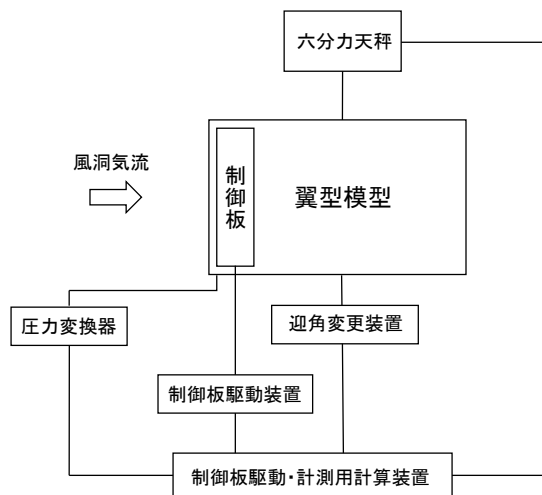
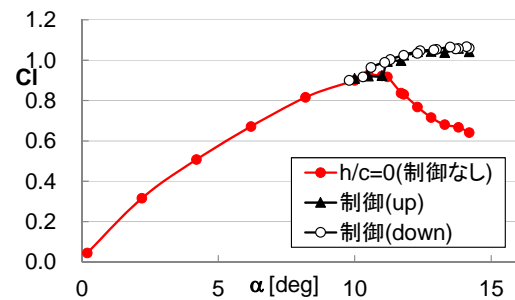
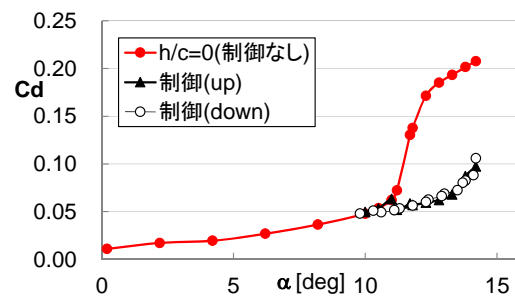


図 1 剥離泡崩壊制御板を用いた失速抑制制御システムのブロック図



a) 揚力係数



b) 抵抗係数

図 2 制御の有無による揚力係数と抵抗係数の差異

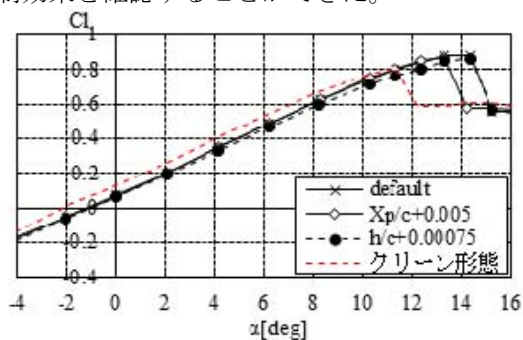
以上より、迎角が増減した時に崩壊制御板の高さをリアルタイムで変化させ、失速を抑

制できる制御システムを構築することができた。なお本システムでは計測機器の関係で迎角変更角速度に制限を設けた。この点は制御板の動作機構の高性能化で改善できると考えている。(雑誌論文②)

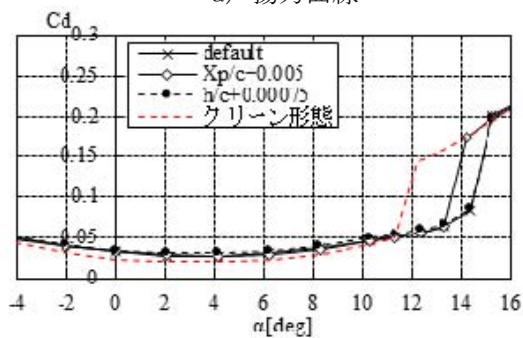
(3) 次にレイノルズ数が変化したときの剥離泡崩壊制御板による失速抑制効果を確認することを目的とした研究を行った。そのために制御板の高さと取り付け位置が異なる剥離泡崩壊制御板の効果、模型迎角と風洞流速を変化させながら、空気力測定と表面圧力測定を行うことにより確認する風洞試験を行った。実験は宇宙航空研究開発機構の調布航空宇宙研究センターにある 2m×2m 低速風洞(LWT2)で行った。翼模型としては NACA 0012 翼型断面を有する 3 次元翼模型(コード長 0.2m, スパン長 1.0m)を用いた。模型表面には圧力孔が設けられている。一様流速は $U=10, 20, 30, 40\text{m/s}$ ($Re=1.3 \times 10^5 \sim 5.2 \times 10^5$) である。六分力の測定と模型表面の 21 個の圧力孔に関する表面圧力測定を行った。

計測に先立って、次の 4 点からなる制御板が機能を発揮するクライテリアを考案した。すなわち失速する以前の迎角で、翼面上に short bubble が形成されている状態における 1) 制御板の前縁位置、高さの制限、2) 制御板の後縁位置の制限、3) 制御板の高さの制限、4) short bubble の剥離点、制御板の前縁、制御板後縁、short bubble の再付着点の位置関係の制限である。

実験の結果、これまでと同じレイノルズ数 $Re=1.3 \times 10^5$ において、異なる風洞と異なる翼模型を用いても剥離泡崩壊制御板の失速抑制効果を確認することができた。



a) 揚力曲線



b) 抗力曲線

図 3 $Re=2.6 \times 10^5$ における制御板の効果

より高いレイノルズ数である $Re=2.6 \times 10^5$ においても制御が効果を発揮し、失速を抑制することができた。図 3 に、そのときの揚力曲線と抵抗曲線を示す。

ただし、更に大きなレイノルズ数である $Re=3.9 \times 10^5$ 以上においては制御板を設けたことによってわずかな最大揚力係数の増加が見られたものの、失速を抑制する効果は、今回の実験では確認できなかった。その理由として今回三次元模型を用いたために翼端における流れ場の影響が制御板の効果に影響を及ぼした可能性が考えられる。この点については、今後の課題である。

一方で、今回構築した制御板が機能を発揮するクライテリアについては、制御板が効果を発揮するときの板の位置と高さの初期値として使用できること、そしてその値を中心にして、より最適な値を探索すれば良いということがわかり、クライテリアの妥当性を確認することができた。(学会発表⑦)

(4) 以上を通じて、本研究の目的の一つであった航空機の翼の迎角が上下する場合でも翼の失速抑制制御が自律的に可能になる剥離泡崩壊制御板装置を開発することができた。またもう一つの目的である飛行速度域が高い状態でも失速制御が可能であることを確認する点では、これまでの二倍のレイノルズ数における流れ場まで剥離泡崩壊制御板の効果を確認するとともに、異なるレイノルズ数で制御板が効果を発揮する翼型上位置と板高さの見積もり方法を構築することが出来た。更に、より詳細な剥離流れの計測を通じて、時系列圧力計測装置を開発することができ、それを用いて層流剥離泡が準周期的に変化する挙動の流体力学的考察も行うことが出来た(雑誌論文①)。

(5) 得られた成果の国内外における位置づけとインパクトであるが、一連の本研究に関する成果については、近年需要が高まっている小型無人航空機に関連して、国内外で開催される講演会の主に低レイノルズ数流れに関するセッションで当研究グループによる研究発表を継続的に行うことで、低レイノルズ数における航空機の空力特性を研究しているグループとの情報交換を行うことができ、それが本分野全体の発展と活発化につながる一つの役目を果たしてきたと考えている。

(6) 今後の展望であるが、本スマートセンサー自律型失速回避制御システムは、機体姿勢の変化に対応した失速の抑制に成功したが、本システムを動作させるためには、翼型が失速する流れ場の条件をあらかじめ入力しておく必要がある。このため、現在のままでは、あらかじめ調査しておいた条件下のみでないと本システムは動作できないことになる。更なる実用化のためには、任意の条件下でも

失速の予兆をシステム自身が捉えることが出来、自律的に失速回避（抑制）が可能になるように改良する必要がある。この点について現在改良と検討を続けている段階である。

5. 主な発表論文等

〔雑誌論文〕（計3件）

①藤原 剛、砂田保人、李家賢一、翼型失速付近の迎角における層流剥離泡の準周期的挙動に関する表面圧力変動の測定、日本航空宇宙学会論文集、査読有、Vol. 65, No. 4, pp. 168-175, 2017.

②李家賢一、砂田保人、藤原 剛、益子哲行、自律制御機構つき剥離泡崩壊制御板による翼型失速抑制システム、航空宇宙技術、査読有、Vol. 15, pp. 63-70, 2016.

③ Masayuki SAKAI, Yasuto SUNADA, Taro IMAMURA and Kenichi RINOIE, Experimental and Numerical Studies on Flow behind a Circular Cylinder Based on POD and DMD, Trans. Japan Soc. Aero. Sci., 査読有、Vol. 58, No. 2, 2015, pp. 100-107.

〔学会発表〕（計15件）

①Go Fujiwara, Yasuto Sunada and Kenichi Rinoie, Vortex Shedding from Laminar Separation Bubble Undergoing Oscillating Behavior near Airfoil Stall, AIAA Science and Technology Forum and Exposition 2018, AIAA-2018-1084, 2018.

②藤原 剛、砂田保人、李家賢一、翼型失速付近において翼面への付着と剥離の繰返し振動を起こす層流剥離泡内部流れのステレオ PIV 計測、第 49 回流体力学講演会、1A14、2017 年。

③青木理紗子、砂田保人、李家賢一、低レイノルズ数において NACA0012 翼型上に生じる層流剥離泡から放出される渦構造に関する実験的研究、第 49 回流体力学講演会、1A13、2017 年。

④倭誉、砂田保人、李家賢一、翼型上の剥離泡崩壊制御板による失速抑制効果～時系列圧力測定結果～、日本航空宇宙学会第 48 期年会講演会、1B06、2017 年。

⑤Go Fujiwara, Yasuto Sunada and Kenichi Rinoie, Experimental Study of Quasi-Periodic Behavior of Laminar Separation Bubble in the Angles of Attack Near Airfoil Stall, 2016 Asia-Pacific International Symposium on Aerospace Technology, APISAT2016-L8-4, 2016.

⑥藤原 剛、砂田保人、李家賢一、翼型失速

付近の迎角における層流剥離泡の準周期的挙動に関する流速変動と表面圧力の測定、第 48 回流体力学講演会、2A03、2016.

⑦藤原 剛、砂田保人、益子哲行、大森太加、李家賢一、異なるレイノルズ数における剥離泡崩壊制御板による翼型失速抑制の効果について、日本航空宇宙学会第 47 期年会講演会、1C13、2016 年。

⑧今村太郎、玉置義治、原田基至、高橋悠一、階層型直交格子法による高レイノルズ数流れ解析に向けて、平成 27 年度航空宇宙空力シンポジウム、2016 年。

⑨李家賢一、砂田保人、藤原剛、益子哲行、自律制御機構つき剥離泡崩壊制御板による翼型失速抑制システム、第 53 回飛行機シンポジウム、1B03、2015 年。

⑩藤原剛、砂田保人、李家賢一、自律制御機構つき剥離泡崩壊制御板による翼型失速抑制システムについて（その 2）—迎角が増減する場合—、第 47 回流体力学講演会、1B02、2015 年。

⑪ Masayuki Sakai, Yasuto Sunada and Kenichi Rinoie, Three-Dimensional Separated Flow on a Flat Plate with Leading-Edge Serrations, AIAA Science and Technology Forum and Exposition 2015, AIAA-2015-0047, 2015.

⑫益子哲行、砂田保人、李家賢一、自律制御機構つき剥離泡崩壊制御板による翼型失速抑制システムについて—迎角が増大する場合—、第 46 回流体力学講演会、2D14、2014 年。

⑬小室卓磨、砂田保人、李家賢一、失速抑制効果を発揮する剥離泡崩壊制御板周り流れの PIV 計測、第 46 回流体力学講演会、2D13、2014 年。

⑭左海将之、砂田保人、今村太郎、李家賢一、POD・DMD 解析を用いた円柱まわり流れのレイノルズ数効果の解明、第 46 回流体力学講演会、2C01、2014 年。

⑮ Masayuki Sakai, Yasuto Sunada, Taro Imamura and Kenichi Rinoie, Experimental and Numerical Flow Analysis around Circular Cylinders Using POD and DMD, AIAA Aviation and Aeronautics Forum and Exposition 2014, AIAA-2014-3325, 2014.

6. 研究組織

(1) 研究代表者

李家 賢一 (RINOIE, Kenichi)

東京大学・大学院工学系研究科・教授
研究者番号：20175037

(2)研究分担者

砂田 保人 (SUNADA Yasuto)
東京大学・大学院工学系研究科・助教
研究者番号：50216488

今村 太郎 (IMAMURA Taro)
東京大学・大学院工学系研究科・准教授
研究者番号：30371115